

УДК 629.735.07

РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ВЕРТОЛЕТА ПОСЛЕ СБРОСА ГРУЗА С ЕГО ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКИ

В.В. ЕФИМОВ, В.А. ИВЧИН

Представлены результаты исследования динамики вертолета после сброса груза, транспортируемого на его внешней подвеске, которые позволяют уточнить границы безопасных режимов транспортировки грузов и разработать рекомендации по действиям в особых ситуациях, связанных со сбросом груза.

Ключевые слова: вертолет, динамика полета, груз на внешней подвеске, сброс груза.

При выполнении вертолетами воздушных перевозок и авиационных работ с использованием внешней тросовой подвески возможно возникновение особых ситуаций (ОС), которые требуют аварийного сброса груза. Перечень таких ОС приводится в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ). Например, в РЛЭ Ми-8МТВ [1] указано, что груз, транспортируемый на внешней подвеске (ВП), должен быть сброшен в полете в следующих случаях:

- на висении, если использована максимальная мощность двигателей, а вертолет начинает самопроизвольно снижаться с разворотом влево (правая педаль отклонена до упора), или если из-за снежного (пыльного) вихря не обеспечивается визуальный контакт с землей;
- при задевании грузом за землю в процессе разгона вертолета или торможения;
- при необходимости произвести вынужденную посадку, когда приземление с грузом невозможно;
- при аварийной обстановке в полете (пожар, отказ двигателя и т.п.);
- при большой поперечной раскачке груза, угрожающей безопасности полета.

Кроме того, может осуществляться и тактический сброс груза для его десантирования в заданном районе. Возможны также ОС, связанные с обрывом тросов ВП и с разрушением грузов в полете.

Причины, вызывающие раскачку груза, соответствующие ОС, и их математическое моделирование рассмотрены ранее в работах [2 – 4]. В настоящей работе рассматривается только динамика вертолета непосредственно после сброса груза. При этом возникает избыток тяги несущего винта (НВ), который приводит к кратковременному росту перегрузки и взмыванию вертолета вверх с увеличением скорости полета, а также происходит раскачивание вертолета из-за резкого исчезновения моментов силы натяжения троса ВП относительно центра масс вертолета [5]. В связи с этим возникает вопрос: не приведет ли сброс груза к дальнейшему неблагоприятному развитию ОС, потребовавшей этого сброса, или к возникновению ОС при штатном десантировании груза?

Для ответа на этот вопрос авторами были проведены соответствующие вычислительные эксперименты (ВЭ) с помощью созданного ранее программного комплекса HeliCargo [6] на основе разработанных ими математических моделей динамики вертолета Ми-8МТВ [7] и груза на ВП [8]. Аналогичные математические модели описаны в работах [9 – 11].

В работе [5] приведены данные об изменении общего шага несущего винта ϕ_0 , нормальной перегрузки n_y , скорости V и высоты полета H вертолета Ми-8 при сбросе с ВП груза массой 3000 кг. Авторы настоящей работы на первом этапе исследований попытались воспроизвести этот эксперимент с помощью вышеупомянутого программного комплекса HeliCargo.

К сожалению в работе [5] нет всех необходимых для ВЭ исходных данных о грузе (указана только масса) и о вертолете (указан только тип – Ми-8). Тем не менее, авторы посчитали,

что даже при наличии такой неопределенности данное сравнение может представлять определенный интерес.

Для проведения ВЭ были приняты следующие исходные данные:

- в части вертолета:
- масса $m_v = 8000$ кг;
- центровка $x_T = 220$ мм;
- в части груза;
- форма – шар;
- масса $m_{гр} = 3000$ кг;
- баллистический коэффициент $c_a = 0,01$ м²/кг (груз средней парусности);
- длина центрального троса ВП $l_T = 20$ м.

Профиль виртуального полета при ВЭ был следующий:

- отрыв вертолета от земли с зависанием на высоте 4 м;
- отрыв груза от земли с зависанием;
- разгон до скорости 77 км/ч с набором высоты 125 м;
- горизонтальный полет до прекращения раскачки груза;
- сброс груза;
- полет без груза в течение 10 с.

Анализ данных эксперимента (по-видимому, летного), приведенных в работе [5], дает основания предполагать, что после сброса груза летчик продолжал полет с зафиксированными рычагами управления, с включенным автопилотом. Об этом можно судить по значительному увеличению скорости и высоты полета, которые растут практически по линейному закону в течение 10 с после сброса груза, а также по тому, что общий шаг НВ уменьшался не более чем на 1,5°, что, скорее всего, является следствием работы автопилота. Такое предполагаемое поведение летчика было учтено при проведении ВЭ, результаты которого в сравнении с данными работы [5] приведены на рис. 1.

В части изменения высоты полета (рис. 1,а) наблюдается хорошая согласованность результатов ВЭ и работы [5]. В части изменения скорости полета согласованность хуже (рис. 1,б). Особенно большое расхождение наблюдается в конце рассматриваемого временного интервала. Однако на начальном участке согласованность, наоборот, очень хорошая. Что касается изменения общего шага (следует обратить внимание, что имеется в виду фактический шаг, а не шаг по указателю шага винта – УШВ), то здесь имеется несоответствие характеров графиков (рис. 1,в). Если в работе [5] это ярко выраженный колебательный процесс, то результаты ВЭ дают монотонно убывающую функцию, которая в конце рассматриваемого временного участка перестает изменяться, что связано с ограничением в работе автопилота (он может вырабатывать изменение общего шага НВ, не превышающее 1,5°). Возможно изменение общего шага НВ, представленное в работе [5], связано все-таки с некоторым вмешательством летчика в управление или с недостатками математической модели динамики работы автопилота. Тем не менее, значения общего шага при ВЭ и в работе [5] близки по величине. График изменения нормальной перегрузки, представленный в работе [5] (рис. 1,г), наводит на мысль о том, что акселерометр, измеряющий перегрузку, имеет значительную инерционность. В соответствии с этим графиком перегрузка растет с момента сброса груза от $n_y = 1,0$ до $n_y = 1,5$ в течение двух секунд. С математической точки зрения перегрузка при сбросе груза должна увеличиться скачкообразно, что и было получено при ВЭ. В реальности это также происходит практически мгновенно, т.к. связь с грузом разрывается очень быстро, сила натяжения троса практически пропадает, а не изменяется плавно в течение нескольких секунд. Кроме того, вызывает сомнение максимальная величина перегрузки $n_y = 1,5$, полученная в работе [5]. При ВЭ максимальная величина перегрузки была $n_y = 1,38$. Возможно, это тоже связано с инерционностью акселерометра.

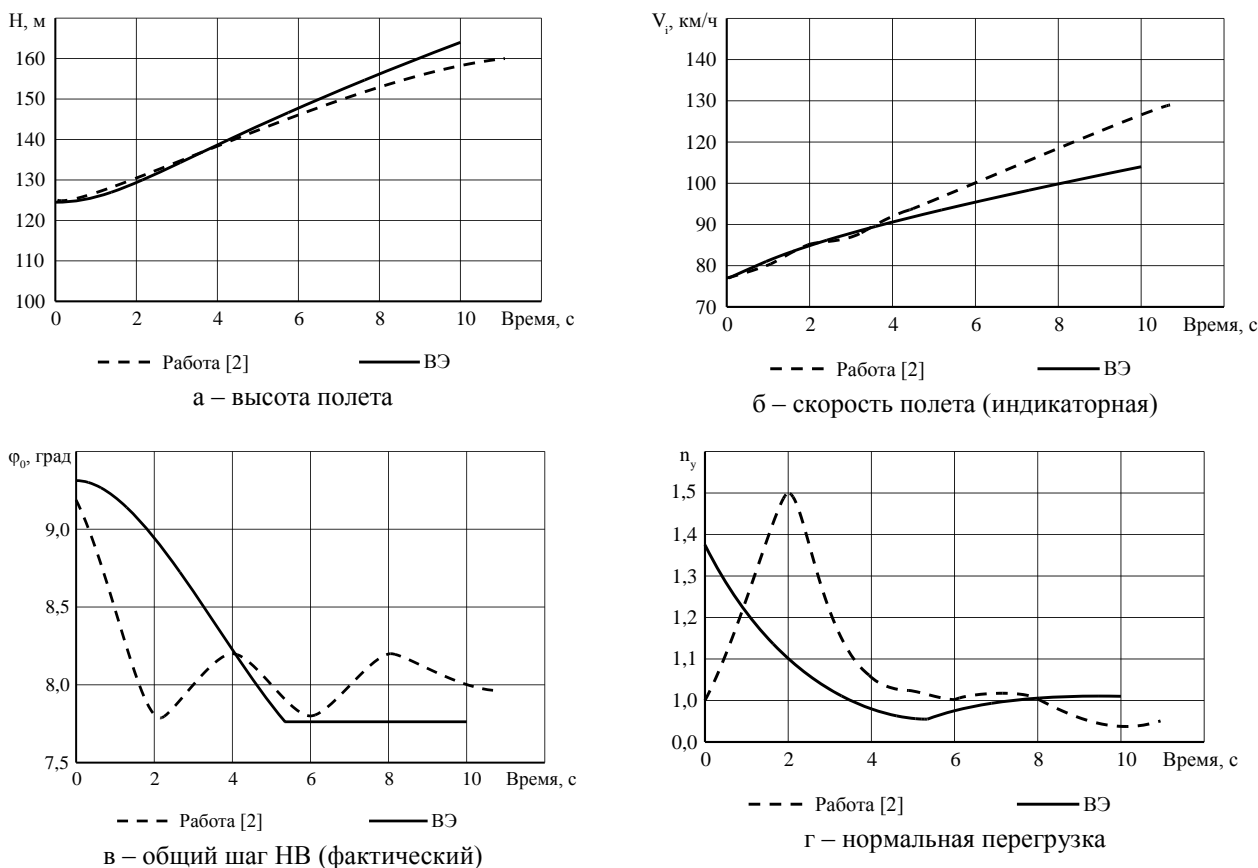


Рис. 1. Сравнение результатов вычислительного эксперимента и работы [5]

Выведем аналитическую формулу для определения нормальной перегрузки при сбросе груза с ВП. Воспользуемся уравнениями равновесия вертолета с грузом на ВП [12]. На основании этих уравнений запишем формулу для нормальной перегрузки вертолета с грузом на внешней подвеске в скалярной форме:

$$n_y = \frac{T_0 + \Delta T - R_{т.у}}{m_b g}, \quad (1)$$

где T_0 – тяга НВ без груза на ВП (но с грузом той же массы внутри кабины); ΔT – приращение тяги НВ, вызванное наличием груза на ВП (перемещением груза из кабины на ВП); $R_{т.у}$ – проекция силы натяжения троса на нормальную ось связанной системы координат вертолета; m_b – масса вертолета без груза.

В момент сброса груза сила натяжения троса пропадает:

$$n_y = \frac{T_0 + \Delta T}{m_b g}. \quad (2)$$

В работе [12] было принято, что $T_0 \approx m_0 g$, где $m_0 = m_b + m_{гр}$ – суммарная масса системы "вертолет – груз на ВП", а $\Delta T \approx R_{т.у} - m_{гр} g$. Тогда:

$$n_y = \frac{m_b g + m_{гр} g + R_{т.у} - m_{гр} g}{m_b g} = 1 + \frac{R_{т.у}}{m_b g}. \quad (3)$$

Из той же работы [12] известно, что величину силы натяжения троса в установившемся полете можно определить по формуле:

$$R_T = m_{гр} g \sqrt{\left(\frac{K_{гр} c_a \rho V_a^2}{2g} - 1 \right)^2 + \left(\frac{c_a \rho V_a^2}{2g} \right)^2}, \quad (4)$$

где $K_{гр}$ – аэродинамическое качество груза; $c_a = \frac{c_{ха} S_{гр}}{m_{гр}}$ – баллистический коэффициент груза;

$c_{ха}$ – коэффициент силы лобового сопротивления груза; $S_{гр}$ – характерная площадь груза; ρ – плотность воздуха на высоте полета; V_a – воздушная скорость установившегося горизонтального полета.

Проекция силы R_T на нормальную ось связанной системы координат вертолета найдется по формуле [12]:

$$R_{T,y} = R_T \cos(\vartheta - \vartheta_1), \quad (5)$$

где ϑ – угол тангажа вертолета; ϑ_1 – угол тангажа груза.

Формулы для аналитического определения ϑ и ϑ_1 представлены соответственно в работах [12] и [13].

Рассчитанная по формуле (3) перегрузка для условий вышеописанного эксперимента получилась $n_y = 1,383$, что практически совпадает с величиной, полученной при ВЭ (погрешность менее 0,3 %). С другой стороны, для того, чтобы при заданных исходных данных реализовалась $n_y = 1,5$, нужно, чтобы масса вертолета была $m_b = 6150$ кг, в то время как, например, масса пустого снаряженного вертолета Ми-8МТВ около 7500 кг [1].

В связи с вышеизложенным к результатам, представленным в работе [5], нельзя относиться как к эталонным. Результаты же проведенного ВЭ и аналитического расчета хорошо согласуются, а расхождения с результатами работы [5] вполне объяснимы. Поэтому можно сделать вывод о том, что математическая модель динамики вертолета с грузом на внешней подвеске и соответствующее программное обеспечение – HeliCargo – могут быть использованы для исследования динамики вертолета при сбросе груза.

Как было указано выше, ВЭ проводился с зафиксированными рычагами управления. Представляет интерес, как будет вести себя вертолет, если летчик будет активно вмешиваться в управление сразу после сброса груза. В связи с этим был проведен ВЭ с теми же исходными данными, но без фиксации рычагов управления виртуальным летчиком после сброса груза. Этот ВЭ показал, что при своевременных действиях летчика (в основном это быстрое уменьшение общего шага НВ до минимальных значений) увеличение высоты полета за 10 с после сброса груза практически не происходит, а индикаторная скорость полета увеличивается лишь на 15 км/ч (с 77 км/ч до 92 км/ч) против 27 км/ч (с 77 км/ч до 104 км/ч) в предыдущем ВЭ. Максимальная величина нормальной перегрузки осталась прежней ($n_y = 1,38$). Изменения углов тангажа, крена и рыскания вертолета после сброса груза в обоих экспериментах оказались незначительными из-за небольшой скорости полета при транспортировке груза средней парусности. При больших скоростях полета и большой парусности груза изменение углового положения вертолета в пространстве может быть существенным. Это видно из рис. 2, где для примера показано изменение углов тангажа, крена и рыскания вертолета после сброса груза массой $m_{гр} = 4000$ кг с баллистическим коэффициентом $c_a = 0,02$ м²/кг на индикаторной скорости полета $V_i = 120$ км/ч. Наиболее значительно, как и следовало ожидать, изменяется угол тангажа. Максимальная угловая скорость тангажа при этом около 4 град/с.

Авторами настоящей работы была проведена серия ВЭ по сбросу грузов различной массы ($500 \text{ кг} \leq m_{\text{гр}} \leq 4000 \text{ кг}$) и парусности ($0,0025 \text{ м}^2/\text{кг} \leq c_a \leq 0,0400 \text{ м}^2/\text{кг}$) на индикаторных скоростях полета $60 \text{ км/ч} \leq V_i \leq 200 \text{ км/ч}$ на высоте установившегося горизонтального полета 150 м. Проведенные ВЭ показали, что наиболее критичным с точки зрения безопасности полетов может оказаться нормальная перегрузка, возникающая при сбросе груза. Результаты данных ВЭ в части определения максимальной нормальной перегрузки представлены на рис. 3.

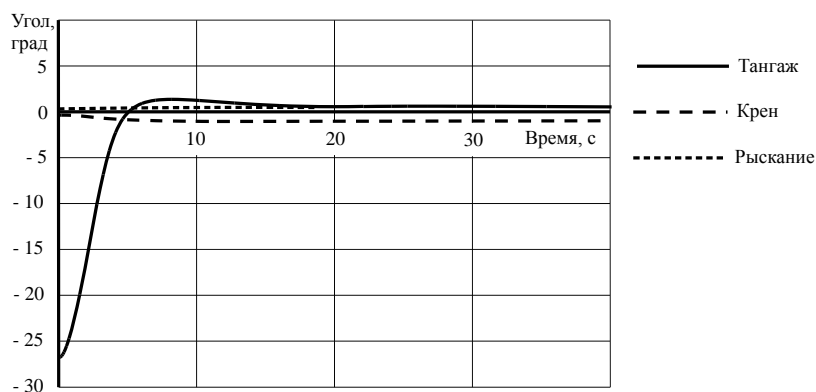
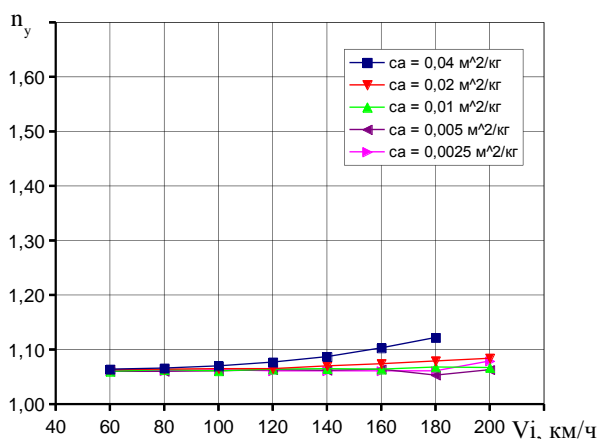
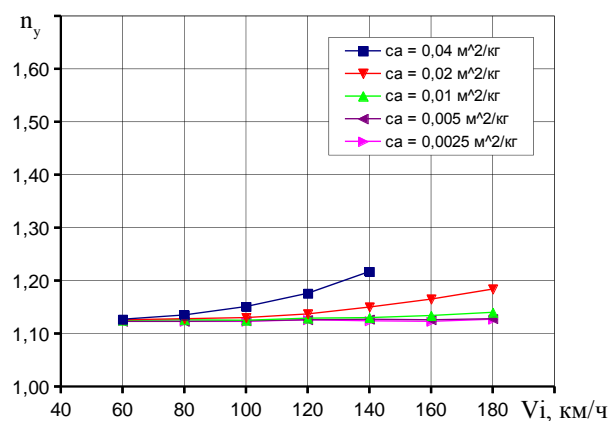


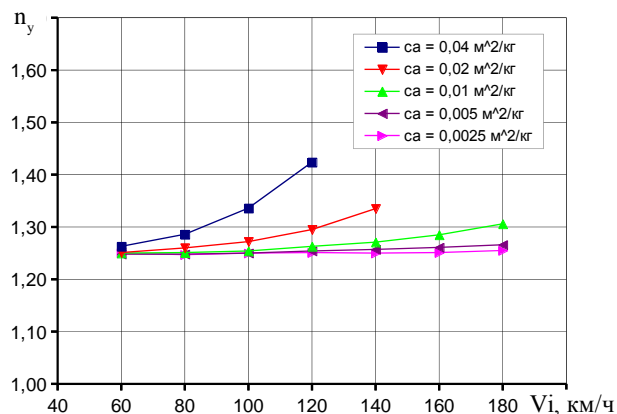
Рис. 2. Изменение углов тангажа, крена и рыскания вертолета после сброса груза большой массы и парусности ($m_{\text{гр}} = 4000 \text{ кг}$, $c_a = 0,02 \text{ м}^2/\text{кг}$, $V_i = 120 \text{ км/ч}$)



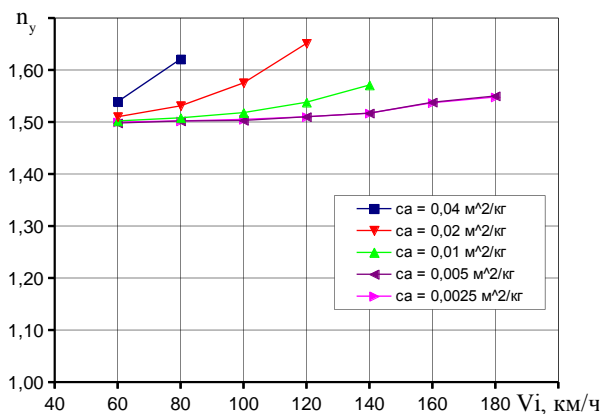
а – $m_{\text{гр}} = 500 \text{ кг}$



б – $m_{\text{гр}} = 1000 \text{ кг}$



в – $m_{\text{гр}} = 2000 \text{ кг}$



г – $m_{\text{гр}} = 4000 \text{ кг}$

Рис. 3. Максимальные нормальные перегрузки при сбросе груза

Из рис. 3 видно, что нормальная перегрузка при сбросе груза растет с увеличением массы груза, скорости полета и баллистического коэффициента груза. Стоит обратить внимание, что далеко не при любых параметрах груза возможен полет во всем рассматриваемом диапазоне скоростей. Чем больше баллистический коэффициент (парусность) и масса груза, тем уже диапазон возможных скоростей полета.

Наибольшая величина нормальной перегрузки, достигнутая при ВЭ, оказалась $n_y = 1,65$ для груза массой $m_{гр} = 4000$ кг при баллистическом коэффициенте $c_a = 0,02$ м²/кг и индикаторной скорости полета $V_i = 120$ км/ч (рис. 3,г).

Полученные кривые можно использовать в практике планирования производства работ с грузом на внешней подвеске для определения нормальных перегрузок. Но можно также использовать и вышеприведенные аналитические выражения. При этом следует иметь в виду, что в большинстве случаев они дают несколько завышенные значения перегрузок. Расхождения результатов аналитических расчетов и ВЭ растут с увеличением массы груза, скорости полета и баллистического коэффициента груза. Но при $c_a \leq 0,01$ м²/кг во всех рассмотренных случаях это расхождение не превышало 6 %. Наихудший результат (расхождение 13,4 %) был получен при определении нормальных перегрузок при сбросе груза массой $m_{гр} = 2000$ кг с баллистическим коэффициентом $c_a = 0,04$ м²/кг на скорости полета $V_i = 120$ км/ч.

Таким образом, проведенное исследование динамики вертолета после сброса груза с его внешней подвески показало, что при зафиксированных рычагах управления параметры полета вертолета (высота, скорость) могут значительно изменяться (расти). Вертолет при этом получает значительное приращение нормальной перегрузки. Это согласуется с результатами других исследователей и с практикой летной эксплуатации. Однако при своевременных действиях летчика можно существенно уменьшить изменения параметров полета вертолета после сброса груза. При этом, однако, уменьшить величину нормальной перегрузки вертолета, возникающей при сбросе груза, не удастся. Величина этой перегрузки растет с увеличением массы груза, скорости полета и баллистического коэффициента груза. Для уменьшения нормальной перегрузки можно рассмотреть возможность предварительного (перед сбросом груза) уменьшения общего шага НВ, что, однако, требует дополнительной проработки с точки зрения динамики полета вертолета и надежности работы системы внешней подвески на расцепление при малой силе натяжения троса или ее отсутствии.

Результаты настоящей работы можно использовать для уточнения границ безопасных режимов транспортировки грузов и разработать рекомендации по действиям в особых ситуациях, связанных со сбросом груза.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по летной эксплуатации вертолета Ми-8МТВ: введено в действие отделом летной эксплуатации Департамента воздушного транспорта Министерства транспорта Российской Федерации 14 мая 1994 г.
2. Ефимов В.В., Паршенцев С.А. Результаты вычислительных экспериментов по исследованию динамики вертолета и груза на его внешней тросовой подвеске при полете в неспокойном воздухе // Научный вестник МГТУ ГА. № 125. С. 151 – 158.
3. Ефимов В.В. Динамическая устойчивость груза на тросовой внешней подвеске вертолета // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2011. № 3. С. 26 – 32.
4. Ефимов В.В. Автоколебания грузов на тросовой внешней подвеске вертолета // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2011. № 12. С. 23 – 28.
5. Володко А.М. Вертолет в усложненных условиях эксплуатации: учебно-методическое пособие. – М.: КДУ, 2007. – 232 с.: табл.

6. **Ефимов В.В.** Исследование автоколебаний вертолета с грузом на внешней тросовой подвеске // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 177. С. 65 – 71.
7. **Ивчин В.А.** Современная математическая модель для исследования динамики вертолета на пилотажных стендах // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 54 – 62.
8. **Ефимов В.В.** Математическое описание движения груза на внешней подвеске вертолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 121 – 128.
9. **Bisgaard M., Bendtsen J.D., La Cour-Harbo A.** Modelling of Generic Slung Load System. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, March, vol. 32, no. 2, PP. 573 – 585.
10. **Cicolani L.S. and Kanning G.** Equations of Motion of Slung-Load Systems, Including Multilift Systems, NASA, 1992, NASA-TP-3280, 132 p.
11. **Stuckey R.A.** Mathematical Modelling of Helicopter Slung-Load Systems, Air Operations Division Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1257, 2001, 95 p.
12. **Ефимов В.В.** О влиянии груза на внешней подвеске вертолета на его равновесие // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 154 (4). С. 79 – 85.
13. **Ефимов В.В.** Исследование влияния параметров груза на условия его равновесия на внешней подвеске вертолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 151 (1). С. 130 – 137.

THE RESULTS OF HELICOPTER DYNAMICS MATHEMATICAL MODELING AFTER DISCHARGE OF CARGO WITH ITS EXTERNAL SLING

Efimov V.V., Ivchin V.A.

The results of the helicopter dynamics research after the discharge of cargo transported on the external sling. These results allows to specify the limits of safe modes of transportation and to develop recommendations for actions in particular situations associated with discharge of the cargo are presented.

Key words: helicopter, flight dynamics, cargo on external sling, cargo discharge from external sling.

REFERENCES

1. Rukovodstvo po letnoj jekspluatácii vertoletu Mi-8MTV [Flight operations manual of Mi-8MTV helicopter]: vvedeno v dejstvie otdelom letnoj jekspluatácii Departamenta vozdušnogo transporta Ministerstva transporta Rossijskoj Federacii 14 maja 1994. (In Russian)
2. **Efimov V.V., Parshencev S.A.** Rezul'taty vychislitel'nyh jeksperimentov po issledovaniju dinamiki vertoletu i gruzu na ego vneshnej trossovoj podveske pri polete v nespokoijnom vozduhe [The results of the mathematical flight simulation of the helicopter with the cargo on the external sling. Scientific Bulletin MSTUCA] Nauchnyj vestnik MGTU GA. Moscow. 2008. no. 125. PP. 151 – 158. (In Russian)
3. **Efimov V.V.** Dinamicheskaja ustojchivost' gruzu na trossovej vneshnej podveske vertoletu [Investigation of the dynamic stability of cargo on the helicopter external sling. All-Russian magazine Flight], Obshherossijskij nauchno-tehnicheskij zhurnal "Polet", 2011, no. 3, PP. 26 – 32.
4. **Efimov V.V.** Avtokolebanija gruzov na trossovej vneshnej podveske vertoletu [Autooscillations of cargo on the helicopter external sling. All-Russian magazine Flight], Obshherossijskij nauchno-tehnicheskij zhurnal "Polet", 2011, no. 12, PP. 23 – 28.
5. **Volodko A.M.** Vertolet v uslozhnennyh uslovijah jekspluatácii: uchebno-metodicheskoe posobie [Helicopter under extreme conditions: methodical manual], Moscow, KDU, 2007, 232 p. (In Russian)
6. **Efimov V.V.** Issledovanie avtokolebanij vertoletu s gruzom na vneshnej trossovoj podveske [Investigation of self-oscillations helicopter with the cargo on the external sling. Scientific Bulletin MSTUCA], Nauchnyj vestnik MGTU GA, Moscow, 2012, no. 177, PP. 65 – 71. (In Russian)

7. Ivchin V.A. Sovremennaja matematicheskaja model' dlja issledovanija dinamiki vertoletov na pilotaznyh stendah [Modern mathematical model of the helicopter dynamics for simulators. Scientific Bulletin MSTUCA], Nauchnyj vestnik MGTU GA, Moscow, 2008, no 125, Serija "Ajeromehanika i prochnost'", PP. 54 – 62. (In Russian)

8. Efimov V.V. Matematicheskoe opisanie dvizhenija gruzov na vneshnej podveske vertoletov [The mathematical description of the cargo motion on the helicopter external sling. Scientific Bulletin MSTUCA], Nauchnyj vestnik MGTU GA, Moscow, 2007, no. 111, Serija "Ajeromehanika i prochnost'", PP. 121 – 128. (In Russian)

9. Bisgaard M., Bendtsen J.D., La Cour-Harbo A. Modelling of Generic Slung Load System. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, March, vol. 32, no. 2, PP. 573 – 585.

10. Cicolani L.S. and Kanning G. Equations of Motion of Slung-Load Systems, Including Multilift Systems, NASA, 1992, NASA-TP-3280, 132 p.

11. Stuckey R.A. Mathematical Modelling of Helicopter Slung-Load Systems, Air Operations Division Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1257, 2001, 95 p.

12. Efimov V.V. O vlijanii gruzov na vneshnej podveske vertoletov na ego ravnovesie [Effect of cargo on external sling helicopter on its equilibrium. Scientific Bulletin MSTUCA], Nauchnyj vestnik MGTU GA, Moscow, 2010, no. 154 (4), PP. 79 – 85. (In Russian)

13. Efimov V.V. Issledovanie vlijanija parametrov gruzov na uslovija ego ravnovesija na vneshnej podveske vertoletov [Research of influence of cargo parameters on conditions of its balance on the helicopter external sling. Scientific Bulletin MSTUCA] Nauchnyj vestnik MGTU GA, Moscow, 2010, no. 151 (1), PP. 130 – 137.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ефимов Вадим Викторович, 1965 г.р., окончил МАИ (1988), доктор технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование динамики летательных аппаратов, эффективность летательных аппаратов, электронный адрес: akpla@yandex.ru.

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 50 научных работ, область научных интересов – аэродинамика, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета, электронный адрес: valivchin@yandex.ru.